

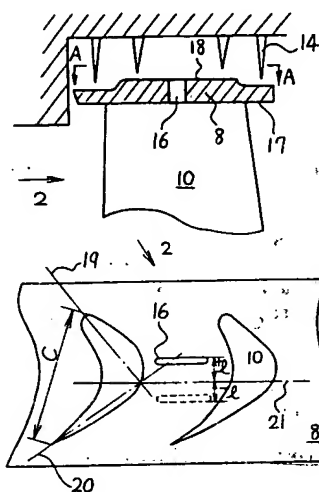
22 M 147

(54) SHROUD RING

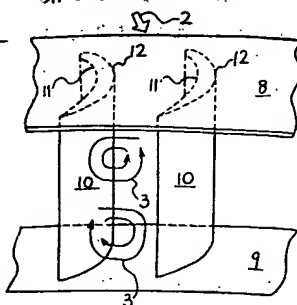
(11) 57-65803 (A) (43) 21.4.1982 (19) JP
 (21) Appl. No. 55-139834 (22) 8.10.1980
 (71) HITACHI SEISAKUSHO K.K. (72) YOSHIO KANO(1)
 (51) Int. Cl.³ F01D5/22

PURPOSE: To reduce loss due to a secondary flow around a shroud ring by which the tips of moving blades of an axial flow turbine are connected together, by forming piercing-holes of slit-like shape in the shroud ring in the arranging direction of the moving blades.

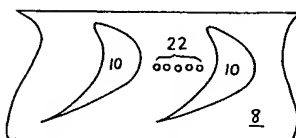
CONSTITUTION: A shroud ring 8 is attached to the tips of moving blades 10. Piercing holes 16 parallel with the reference line 21 are formed in the shroud ring 8 each within the area between a position of 30% chord length C from the reference line toward the fluid intake side and a position of 20% chord length C from the reference line toward the fluid outlet side. With this arrangement the boundary layer developed around the inner surface 17 of the shroud ring 8 is introduced to the outer surface 18 of the shroud ring 8, thereby to reduce the influence of a secondary flow generated in the moving blades and to make inlet flow of the next stage stationary blades appropriate.



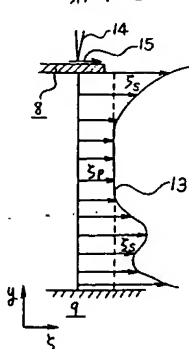
第 3 図



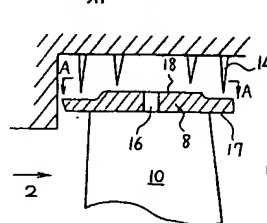
第 13 図



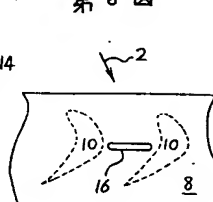
第 4 図



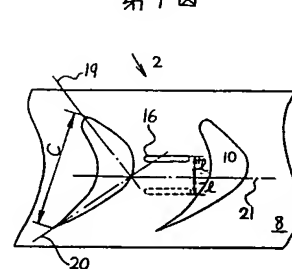
第 5 図



第 6 図



第 7 図



415/172A, Dig
 414/181X

⑫ 公開特許公報 (A)

昭57—65803.

⑪ Int. Cl.³
F 01 D 5/22

識別記号

庁内整理番号
7910—3G

⑬ 公開 昭和57年(1982)4月21日

発明の数 1
審査請求 未請求

(全 4 頁)

⑭ シュラウドリング

⑯ 発明者 笹田哲男

日立市幸町3丁目1番1号株式
会社日立製作所日立工場内

⑰ 特 願 昭55—139834

⑱ 出 願 昭55(1980)10月8日

⑲ 出 願 人 株式会社日立製作所
東京都千代田区丸の内1丁目5
番1号⑳ 発明者 鹿野芳雄
土浦市神立町502番地株式会社
日立製作所機械研究所内

㉑ 代理人 弁理士 高橋明夫

明 細 書

発明の名称 シュラウドリング

特許請求の範囲

1. 軸流タービンの複数個の動翼先端部を連結するシュラウドリングにおいて、上記隣接する動翼によつて形成される流路部に面したシュラウドリングに、前記動翼の先端部翼形の矢高線の入口部接線と出口部接線の交点を通る動翼配列方向の線を基準線とし、前記基準線から流体流入側へ翼弦長の30%の長さの位置で前記基準線に平行な線と、基準線から流体流出側へ翼弦長の20%の長さの位置で前記基準線に平行な線によつて囲まれる領域に、シュラウドリングを貫通する孔を設けたことを特徴とするシュラウドリング。
2. 特許請求の範囲第1項記載において、シュラウドリングを貫通する孔の形状をスリット状にしたことを特徴とするシュラウドリング。
3. 特許請求の範囲第2項記載において、シュラウドリングを貫通するスリット状の孔を、動翼

配列方向に長いスリット孔形状としたことを特徴とするシュラウドリング。

発明の詳細な説明

本発明は軸流タービンの動翼先端部を連結するシュラウドリングに関するものである。

一般に蒸気タービンやガスタービン等の軸流タービン段落内部では、翼形損失、二次流れ(側壁)損失、非定常流損失等の多くの損失が、複雑に係りながら存在する。これら損失のなかでも、二次流れ損失、非定常流損失は、その発生機構が複雑なため、損失低減が困難である。特に二次流れ損失は、翼列と側壁あるいはシュラウドリングに囲まれた翼列流路内で発生する三次元的な二次流れによるもので、理論解析が困難なため、定量的解析は実験によるところが大である。上記二次流れ損失は、特にアスペクト比(翼弦長/翼高さ)の大きいタービン段落で大きな損失割合を占めるため、上記軸流タービンの性能向上の大きな障害となつている。

上記二次流れ損失低減法は従来より種々提案さ

(1)

(2)

れている。例として隔壁フェンス、隔壁板り、境界層の吸込み等があるが、いずれも工作上的困難さ、あるいは実験的分析の欠如のため、確立した技術として定着していない。

、本発明は上記欠点を改善しようとしたもので、その目的とするところは、簡単な構造でシュラウドリング近傍の二次流れ損失を低減し、次段静翼入口の流れの適正化を図ろうとするものである。

本発明は、上記の境界層吸込みによつて二次流れ損失低減を行うものであるが、本発明の原理を理解しめくするために、二次流れの発生機構の概略を説明する。第1図に示すような曲がつた流路1を流体2が流れると、2つの二次流れ3が、各各逆回転の渦として発生する。上記二次流れ3の発生原因は、曲がつた流路1の上壁4と下壁5に発達する境界層のために、 y 方向の速度 u の分布は第2図(a)に示すような分布6となる。そのため第1図の x 方向に働く遠心力 F の y 方向分布7は第2図(b)に示すように、流路中央部で大きく、上下壁4、5近くで小さい分布となる。この流路中

(3)

り、静翼列内で発生する二次流れ損失よりも大きな二次流れ損失が発生する。

本発明は、第4図に示した損失のうち、シュラウドリング近傍に発達する二次流れ損失を低減するものであり、以下に実験結果を用いて、本発明の実施例を説明する。

第5図及び第6図に本発明の一実施例を示す。16は隣接する動翼10の先端部によつて形成される翼間流路に面したシュラウドリング8に設けた貫通孔であり、この貫通孔16はシュラウドリング8の所定範囲内に設けることにある。上記貫通孔16は、シュラウドリング下面17に発達する境界層を貫通孔16を通して、シュラウドリング上面18方向に吸込むことによつて、翼列内部に発生する二次流れの強さを低減することにある。そのためには、シュラウドリング下面17に発達する境界層を、翼配列方向の広い範囲に亘つて吸込む必要があると同時に、翼内部流れを乱さないようにする必要がある。本実施例では、上記貫通孔16の形状をスリット状とした。ここで上記貫

(5)

通孔と上下壁4、5近傍の遠心力の差で、流路中央部の流体が、第1図に示すように上下壁4、5方向に運動し、渦流れが発生する。この渦運動が第1図に示した二次流れ3である。

上述した二次流れ3の現象は、第3図に示すようなタービン動翼流路にも発生する。すなわち、シュラウドリング8、隔壁9、隣接した動翼10の翼腹側11と翼背側12によつて形成される流路は、第1図に示すような曲がつた流路となり、シュラウドリング8近傍と、隔壁9近傍に各々二次流れ3が発生する。このため翼長方向の損失分布13は第4図に示すようになる。第4図から明らかなように、二次流れ損失 ϵ_s はかなり大きな損失であることがわかる。なお、 ϵ_p は翼形損失である。シュラウドリング8近傍に発達した二次流れは、シュラウドリング8とフィン14の間からのリーク流れ15と混合し、第4図に示すように、隔壁9近傍とは違った分布形状となる。特に動翼では、静翼列で発達した境界層がそのまま流入するので、第1図、第2図で説明した原理によ

(4)

通孔16の位置は、どこにあつても二次流れの強さを低減に効果があるわけではない。すなわち、あまり上流であれば、吸込んだ後で境界層が発達し、あまり下流であれば、二次流れが発達した後となる。従つて、上記貫通孔16の位置には最適な位置がある。上記最適位置を説明するため、第7図を用いる。第7図において、動翼10の矢高線の入口接線19と出口接線20の交点を、翼配列方向に伸ばした線を基準線21とする。上記基準21に平行な方向の距離を流体流入側即ち上流側に l 、流体流出側即ち下流側に $-l$ とし、翼弦長を C とすれば、実験の結果、上記貫通孔16の最適位置は l/C の値で規定できる。一般に二次流れ損失の評価は、翼長方向の平均とするため、翼長が決定しなければ、何%低減するとは断言し難い。 l/C の値を0.08として損失測定を行なつた結果の一例を第8図に示す。図中縦軸は翼根元からの距離/翼長を、横軸はエネルギー損失係数を示し、実線は貫通孔なしの場合、鎖線は貫通孔ありの場合を比較したものである。第8図から明

(6)

らかなように、貫通孔がある場合のエネルギー損失係数は、貫通孔がない場合のエネルギー損失係数に較べて、シュラウドリング8近傍で小さな値を示し、二次流れ損失が低減したことを表わしている。第8図に示した場合の損失低減量は、蒸気タービンの高中圧段の動翼長に対しては、かなりの低減量となる。例えば、第8図の損失低減量は翼長60mmの翼に適用した場合、0.3%の損失低減量となり、大きな損失低減に結びつく。第8図に示したような実験結果を、翼長60mmの翼における損失低減量として、 ℓ/C を変えて表わしたものが第9図である。第9図には、中圧段動翼先端のように比較的転向角の小さい翼Xと、高圧段動翼先端のように比較的転向角の大きな翼Yについての実験結果を示す。第9図から明らかなように、 ℓ/C の値が $-0.2 < \ell/C < 0.3$ の間であれば、貫通孔を設けることによつて、二次流れ損失が低減できる。すなわち、貫通孔の位置は、基準線に平行で、基準線から流体流入側へ翼弦長の30%、基準線から流体流出側へ翼弦長の20%の範囲に

(7)

設けるのが適当である。

上述した実施例は、スリット状の貫通孔を基準線に平行に設けたが、他の実施例として第10図及び第11図に示すように基準線に対して傾きをもつたスリット状の貫通孔16がある。第10図及び第11図に対する実験結果を第12図に示す。図中実線は貫通孔なしの場合、一点鎖線は第10図の貫通孔の場合、二点鎖線は第11図の貫通孔の場合、また単なる鎖線は第6図の貫通孔の場合である。同図から明らかなように、貫通孔が基準線に対して傾いていても、平行な場合に較べて、損失低減の効果は同程度である。従つて、スリット状の貫通孔を基準線に傾むけて配置しても、二次流れ損失低減に対して有効である。

本発明の更に他の実施例を第13図に示す。第13図では、スリット孔のかわりに、穴列22によつて境界層を吸込むものであり、上述した実施例と同程度の二次流れ損失低減が可能である。上記穴列22は複数列とすることも可能である。

本発明によれば、簡単な構造でシュラウドリング

(8)

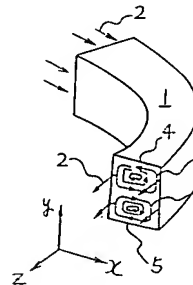
グ近傍の二次流れ損失を低減し、次段静翼入口流れの適正化を図ることができる。

図面の簡単な説明

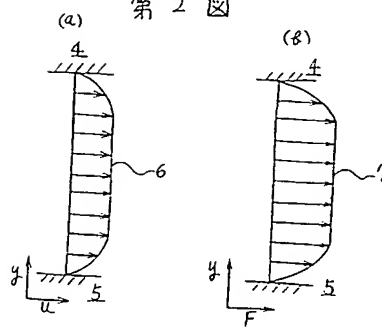
第1図は曲がり流路における二次流れの説明図、第2図(a)(b)は曲がり流路における速度分布と遠心力分布の図、第3図はタービン翼列内における二次流れの説明図、第4図はタービン翼列における損失の分布図、第5図は本発明の一実施例を示す動翼先端部とシュラウドリング部の縦断面図、第6図は第5図のA-A視図、第7図は本発明シュラウドリング貫通孔位置の説明図、第8図は本発明と従来例のエネルギー損失係数の比較分布図、第9図は貫通孔位置を規定する線図、第10図及び第11図は本発明の他の実施例の説明図、第12図は本発明各実施例のエネルギー損失係数の比較分布図、第13図は本発明の更に他の実施例を示した説明図である。

1…曲がつた流路、3…二次流れ、8…シュラウドリング、9…側壁、10…動翼、16…貫通孔、21…基準線。

第1図



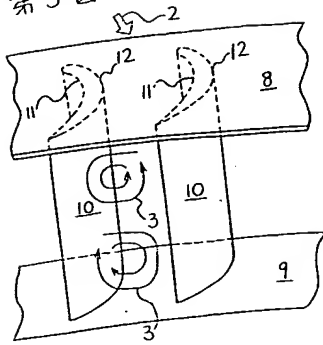
第2図



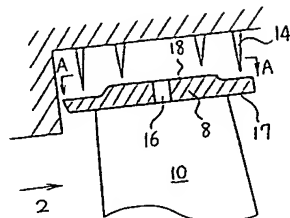
代理 大 井 理 士 高 橋 陽 太 郎

(9)

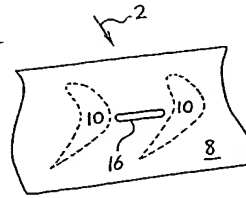
第3図



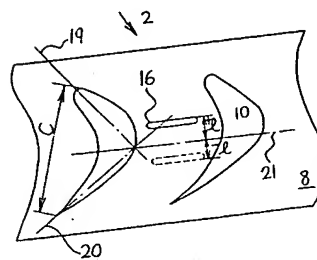
第5図



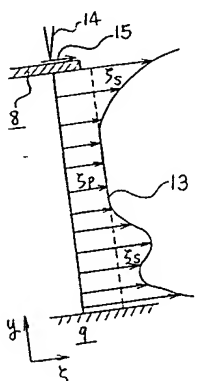
第6図



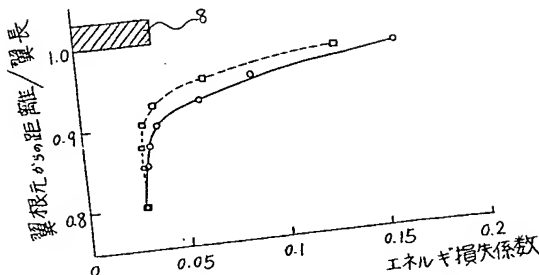
第7図



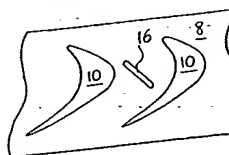
第4図



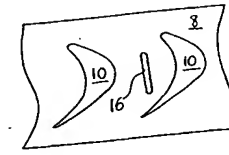
第8図



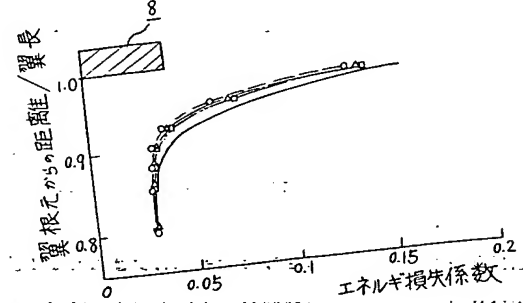
第10図



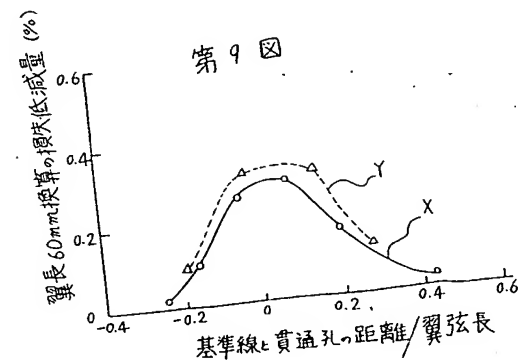
第11図



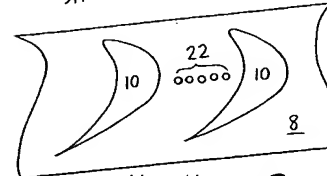
第12図



第9図



第13図



416/1914

(See Japanese PAT # 65,804 (44/191))